

# Simulación Térmica Espacial Aplicada a Un Satélite CubeSat

## Spatial Thermal Simulation Applied to a CubeSat Satellite

\*Dr. Filiberto Candia García, Paola Ivonne Alarcón García, J. Israel Rodríguez Mora,

Gabriel A. Medel Méndez

Facultad de Ingeniería

Benemérita Universidad Autónoma de Puebla

Boulevard Valsequillo y Av. San Claudio, s/n, Edif. ING-4

Col. San Manuel, Ciudad Universitaria, Puebla, Pue., C. P. 72570

Teléfono +52 (222) 229-5500 ext. 7610

[\\*filinc@hotmail.com](mailto:filinc@hotmail.com)

### Resumen

El presente trabajo expone un modelo virtual del comportamiento térmico de un sistema estructural espacial tipo CubeSat a través de un entorno radiativo. La simulación se realiza mediante el software Siemens NX 11, el cual somete el material y la estructura geométrica en dos modalidades de mallado, 2D y 3D, de una estructura CubeSat a pruebas de comportamiento térmico en CAD para posteriormente caracterizar la transferencia de calor y obtener los cambios de temperatura a lo largo de un período de traslación en órbita terrestre. Después, se compara la exactitud de los resultados obtenidos entre ambos modelos de simulación. En la metodología se usó un Sistema de Ingeniería Basado en el Conocimiento que permitió la sistematización de las simulaciones en función de un conocimiento previo de simulación de elementos estructurales simples y garantizó su posterior reproducibilidad con base en el conocimiento generado. El método de transferencia de calor utilizado en ambos modelos fue el de radiación envolvente. Con este método se obtuvo una diferencia y un gradiente significativos de la temperatura de la estructura del satélite que ocurrían sobre todo en las partes irradiadas a lo largo del recorrido de su órbita. Se obtuvo una correlación estable entre los cambios de temperatura de ambos modelos 2D y 3D, por lo que es posible continuar con futuras simulaciones sobre las condiciones térmicas

internas del CubeSat y evaluar el comportamiento térmico hasta lograr un estado estable de seguridad bajo condiciones extremas de funcionamiento.

Palabras clave: Simulación Térmica, Método del Elemento Finito, CubeSat, Entorno Radiativo

### Abstract

This paper presents a virtual model of the thermal behavior of a structural space system type CubeSat around a radiative environment. Simulation is carried out with the Siemens NX 11 software, which submits the material and geometric structure in two meshing modes, 2D and 3D, from a CubeSat structure to thermal behavior tests in CAD to subsequently characterize heat transfer and accomplish temperature changes over a period of translation in Earth's orbit. Then, accuracy of the accomplished results between the two simulation models is compared. In the methodology, a Knowledge Based Engineering System was used to allow a simulation systematization based on prior knowledge of simulation of simple structural elements and to ensure subsequent repeatability based on the new knowledge generated. The heat transfer method used in both models was that of surrounding radiation. With this method, a significant temperature difference and gradient of the satellite structure, which occurred mainly in the radiated parts along the course of its orbit, were obtained. A stable correlation between the temperature changes in both the 2D and the 3D models was accomplished, so it is possible to perform future simulations on the CubeSat's internal thermal conditions and evaluate the thermal behavior to achieve a stable safety state under extreme operating conditions.

Keywords: Thermal Simulation, Finite Element Method, CubeSat, Radiative Environment

### Introducción

El proyecto CubeSat fue desarrollado conjuntamente entre la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal Poly) y la Universidad de Stanford. El propósito del proyecto consistió en proporcionar un patrón para el diseño de picosatélites a bajo costo y

en un tiempo mínimo de desarrollo, así como incrementar la accesibilidad al estudio del espacio a instituciones educativas en todo el mundo y poder establecer proyectos de lanzamiento de picosatélites con una frecuencia constante. Un CubeSat es un satélite de forma cúbica con 10 cm de lado

(Figura 1) y una masa total de hasta 1.33 kg (Cal Poly, 2014).

Para llevar a cabo el análisis térmico, se establecieron parámetros específicos que rigieran las condiciones térmicas en cada intervalo de tiempo. Con ayuda del software de simulación Siemens NX 11, el cual calcula la temperatura de cada elemento estructural del satélite durante toda su órbita por medio del método del elemento finito (MEF), se logró una representación de la transición del

satélite junto con la observación de su gradiente térmico.

Como solución a las ecuaciones basadas en el MEF se utilizó el componente del software NX 11, NX Space Systems Thermal, que es un conjunto completo de herramientas de simulación térmica y de radiación para aplicaciones espaciales, por lo cual se eligió como la alternativa más efectiva de estudio y análisis, después de compararlo con otras alternativas como COMSOL, ANSYS, SOLID WORKS, entre otros.

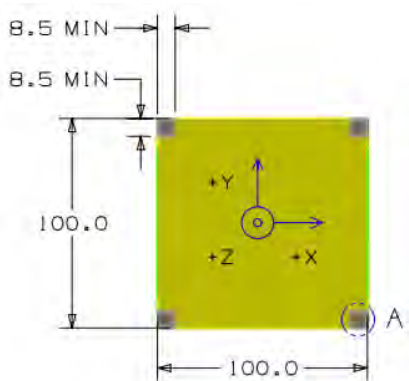


Figura 1. Dimensiones generales de un satélite CubeSat

### Antecedentes

Como antecedentes, se estudiaron tres proyectos previamente ejecutados: el CanX-1, desarrollado en Canadá; el CUTE-I, desarrollado en Japón; y el COMPASS-1, desarrollado en Alemania.

El nanosatélite CanX-1 del tipo CubeSat fue desarrollado por el programa canadiense Advanced Nanospace

eXperiment (CanX), cuyo objetivo fue poner una nanonave de alta capacidad en el espacio, así que se incorporó cierta cantidad de cargas útiles y subsistemas experimentales para probar su funcionamiento en las difíciles condiciones espaciales (University of Toronto, 2014). El objetivo del subsistema de control térmico fue garantizar que todos los componentes

operaran dentro de los límites permitidos de temperatura. El modelo térmico del CanX-1 fue construido para los dos escenarios de la órbita satelital (sol-sombra) utilizando el software de simulación I-DEAS (James, Stras, & Jeans, 2012).

El CUTE-I es un nanosatélite japonés del tipo CubeSat desarrollado por el Instituto de Tecnología de Tokio. Entre sus misiones, se encargó de la recopilación de datos de algunos parámetros extraterrestres y de la temperatura del satélite en el espacio. Los investigadores japoneses sometieron al CUTE-I a una prueba de vacío térmico para medir y observar en estado de equilibrio térmico el rendimiento de los componentes del satélite en ambientes de bajas temperaturas y presiones que llegaron casi a cero, simulando de esta manera el ambiente del espacio exterior. De manera paralela a la prueba de vacío térmico, el equipo del CUTE-I simuló el equilibrio térmico de CUTE-I con un software de simulación. El resultado de la simulación fue comparado con el de la prueba de vacío térmico (Nakaya , Konoue, & Sawada, 2003).

El COMPASS-1 es un nanosatélite del tipo CubeSat, desarrollado por la Fachhochschule Aachen en Alemania con el objetivo de verificar sistemas miniaturizados

que se puedan usar en picosatélites o nanosatélites. En referencia al control térmico, los investigadores del COMPASS-1 tuvieron el objetivo de mantener la temperatura de éste en un límite de temperatura definido por los componentes "más débiles" del sistema, es decir, el componente con el menor límite de temperatura (Scholz, 2004).

### Metodología

El método es científico a partir de información teórica general (cursos y tutorías sobre simulación mediante software NX de SIEMENS y teoría de transferencia térmica). Posteriormente, se concurre en el conocimiento específico de la simulación de un satélite en determinadas condiciones frontera de temperatura espacial. La técnica utilizada se basa en la mecánica computacional aplicada a la simulación de satélites en condiciones térmicas definidas. Para este caso se revisa la teoría del método de elementos finitos (MEF) y se ajusta el modelo de elemento finito de acuerdo a la revisión bibliográfica y la experiencia de diseño de los investigadores basada en un Sistema de Ingeniería Basado en el Conocimiento (KBES, por sus siglas en inglés) para optimizar tiempos de preparación y resolución. Los instrumentos para recoger y

presentar la información son tablas en archivo Word para almacenar los resultados, resaltando la existencia de una columna que determina el porcentaje de variación entre los resultados de la simulación del modelo 2D con los resultados de la simulación del modelo 3D.

#### Implantación de la metodología

Se utiliza la metodología desarrollada por el grupo de mecánica computacional de la Facultad de Ingeniería de la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla, bajo el uso de un Sistema de Ingeniería Basado en el Conocimiento (KBES, por sus siglas en inglés) (Candía, Cruz, Rodríguez, & Galindo, 2016), que prioriza la siguiente secuencia de acciones:

1. Determinar una ruta crítica para el desarrollo de la simulación expresada en la Tabla 1, sobre las actividades concurrentes dirigidas a una meta única (primer modelo de simulación), lo cual permite claridad de las actividades a desarrollar antes, durante y después del proceso de virtualización. La primera columna establece la rama de la tecnología donde se determina la naturaleza y el tipo de conocimiento básico a utilizar, el cual es térmico-mecánico.
2. Establecer un procedimiento para la generación de un modelo formal del producto final. Este se ha basado en la experiencia personal en diseño mecánico, la cual se ha obtenido en la simulación de elementos estructurales simples.
  - A. Determinar qué productos o procesos son susceptibles de una sistematización. El producto a sistematizar es una estructura CubeSat, que es un satélite de forma cúbica con 10 cm de lado y una masa hasta de 1.33 kg.
  - B. Obtener, almacenar y mantener las normas que rigen el proceso que se quiere automatizar. Los satélites CubeSat son una clase de satélites pequeños que recientemente han generado un interés significativo y se están desarrollando rápidamente. Se utilizan para las misiones de prueba de la ingeniería, la investigación fidedigna y varias otras aplicaciones (Kading, Straub, & Marsh, 2015). La Figura 2 proporciona una clasificación generalmente aceptada para los satélites pequeños junto con una comparación con el CubeSat 1U

estándar. Generalmente, los satélites pequeños se clasifican solamente con base en su masa, pero en el caso del CubeSat

estándar también se considera el volumen (Poghosyan & Golkar, 2017).

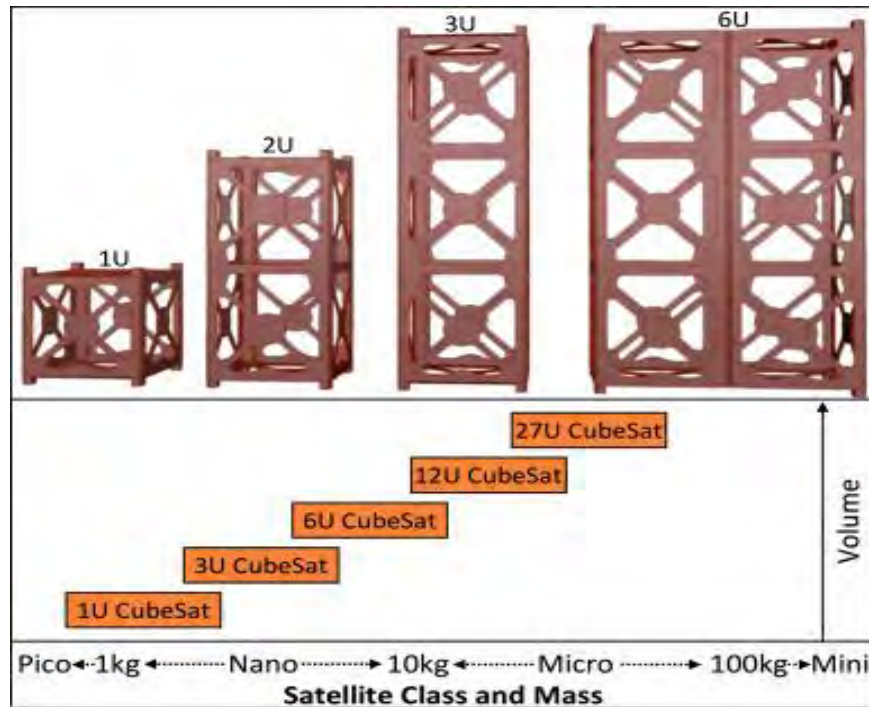


Figura 2. Especificaciones CubeSat en el marco de las pequeñas clasificaciones satelitales generales (Poghosyan & Golkar, 2017)

CONOCIMIENTO BÁSICO	PASO 1 Primera Actividad	PASO 2 Preparación del modelo	PASO 3 Validación por comparación	PASO 4 Análisis y simulación	PASO 5 Optimización de tiempo de diseño	META
Térmico	DOC		DOC	DOC	DOC	Análisis térmico de un sistema espacial
Mecánico	DOC	DRAF		DOC	DOC	
	DRAF				DRAF	
Mecánico Computacional	DOC	NG	DOC	SIM	NG	
	CAD	CAD	FEM		NM	
		FEM				

Documentación	DOC
Dibujo en plano	DRAF
Modelo Geométrico	CAD
Modelo de Elemento Finito	FEM
Nueva Geometría	NG
Nuevo Material	NM
Simulación	SIM

Tabla 1. Ruta crítica de actividades concurrentes

#### Requerimientos conceptuales

La radiación solar es la fuente más grande de calor incidente sobre la nave espacial. La radiación emitida por el sol es constante dentro de una fracción del 1%. Sin embargo, debido a la órbita elíptica de la

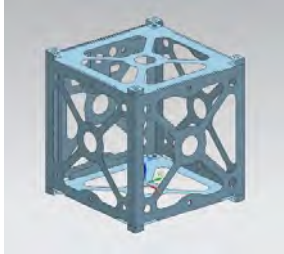
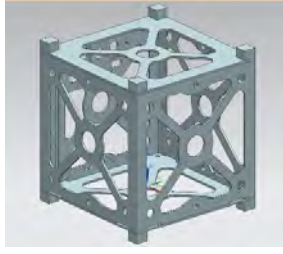
Tierra, la intensidad de la luz del sol que alcanza la Tierra varía aproximadamente en  $\pm 3.5\%$  dependiendo de la distancia de la Tierra al sol. En las altitudes de los satélites, el fondo del cielo es negro y la temperatura

que rodea el satélite en el espacio se considera igual a 2.7 K.

La transferencia de calor es el paso de energía térmica desde un cuerpo de mayor temperatura a otro de menor temperatura. Cuando un cuerpo está a una temperatura diferente de la de su entorno o de otro cuerpo, la transferencia de energía térmica ocurre de tal manera que el cuerpo y su entorno alcanzan equilibrio térmico. Existen tres formas de transferencia de calor: por convección, por conducción y por radiación. Para el análisis a realizar, únicamente se utilizará la transferencia de calor por radiación por ser una de las maneras en las

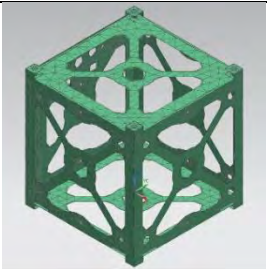
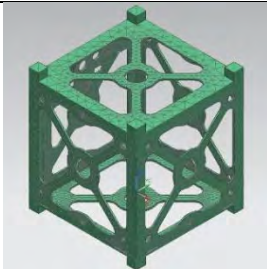
cuales el calor se transfiere en el espacio exterior (Cruise, Patrick, Bowles, & Goodallv, 1988).

La transferencia de calor por radiación es la energía térmica que se produce a través de ondas electromagnéticas. Mientras que la transferencia de energía por conducción o por convección requiere la presencia de un medio material, la radiación no lo necesita. La transferencia por radiación ocurre de manera más eficiente en el vacío. La velocidad a la que la superficie del sólido libera energía por unidad de área ( $W/m^2$ ) se denomina potencia emisiva superficial E.

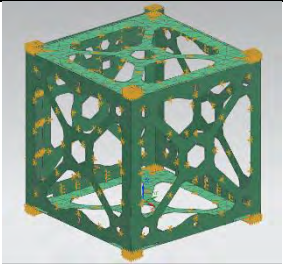
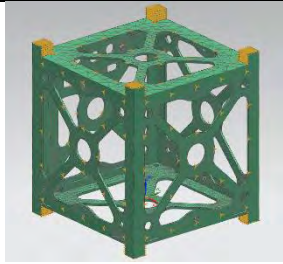
2D	3D
 <p data-bbox="310 1465 662 1499">Figura 3a. Modelo CAD 2D</p>	 <p data-bbox="969 1457 1321 1491">Figura 3b. Modelo CAD 3D</p>
<p data-bbox="331 1528 641 1562"><b>PROPIEDADES FÍSICAS</b></p> <p data-bbox="324 1587 647 1621">Material: Aluminio 6061</p> <p data-bbox="371 1646 600 1680">Espesor: 1.3 mm</p> <p data-bbox="318 1705 654 1738">Medidas: 10 x 10 x10 cm<sup>3</sup></p>	<p data-bbox="990 1528 1300 1562"><b>PROPIEDADES FÍSICAS</b></p> <p data-bbox="984 1587 1307 1621">Material: Aluminio 6061</p> <p data-bbox="1031 1646 1260 1680">Espesor: 1.3 mm</p> <p data-bbox="977 1705 1313 1738">Medidas: 10 x 10 x 10 cm<sup>3</sup></p>

Figuras 3a y 3b. Estructuración de las condiciones de diseño de un modelo geométrico en 2D y 3D que ilustra de manera simplificada la simulación en desarrollo



2D	3D
 <p data-bbox="305 520 657 556">Figura 4a. Modelo CAD 2D</p>	 <p data-bbox="963 520 1315 556">Figura 4b. Modelo CAD 3D</p>
<p data-bbox="263 583 699 619"><b>PROPIEDADES TERMO-ÓPTICAS</b></p> <p data-bbox="391 646 618 682">Emisividad: 0.05</p> <p data-bbox="380 703 630 739">Absorbencia: 0.15</p> <p data-bbox="324 760 685 795">Radiación: En la superficie</p> <p data-bbox="248 823 761 858">Mallado: Tipo: TRI3 Armazón Delgado</p> <p data-bbox="282 882 727 917">Método de mallado: Subdivisión</p> <p data-bbox="298 940 711 976">Tamaño del elemento: 10 mm</p>	<p data-bbox="922 583 1359 619"><b>PROPIEDADES TERMO-ÓPTICAS</b></p> <p data-bbox="1050 646 1278 682">Emisividad: 0.05</p> <p data-bbox="1039 703 1289 739">Absorbencia: 0.15</p> <p data-bbox="967 760 1360 795">Radiación: En todo el cuerpo</p> <p data-bbox="1027 823 1300 858">Mallado: Tipo: TET4</p> <p data-bbox="959 882 1369 917">Tamaño del elemento: 10 mm</p>

Figuras 4a y 4b. Generación del modelo del elemento finito formal

2D	3D
 <p data-bbox="305 1591 657 1627">Figura 5a. Modelo CAD 2D</p>	 <p data-bbox="963 1591 1315 1627">Figura 5b. Modelo CAD 3D</p>
<p data-bbox="191 1654 769 1745"><b>RADIACIÓN: REGIÓN DEL LADO SUPERIOR- REGIÓN DEL LADO INFERIOR</b></p> <ul data-bbox="178 1772 737 1808" style="list-style-type: none"> <li>• Parámetros: Incluir entorno radiativo</li> </ul>	<p data-bbox="857 1654 1419 1690"><b>RADIACIÓN: REGIÓN DEL LADO SUPERIOR</b></p> <ul data-bbox="812 1717 1425 1864" style="list-style-type: none"> <li>• Parámetros: Incluir entorno radiativo</li> <li>• Método de cálculo: Representación de los semicubos</li> </ul>

<ul style="list-style-type: none"> <li>• Método de cálculo: Representación de los semicubos             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Subdivisión de elemento: 1</li> </ul> </li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>CALEFACCIÓN ORBITAL</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Tipo: Iluminar todos los elementos             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Órbita: Planeta: Tierra</li> <li>• Tipo de órbita: Clásica</li> </ul> </li> <li>• Período de órbita: 8623.29 s</li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>ORIENTACIÓN</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Especificar vector: Fijo             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Apuntar a: Nadir</li> </ul> </li> <li>• Especificar vector: Fijo</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Alinear con: Velocidad del vector</li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>DATOS SOLARES</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Posición del Sol: Declinación Solar             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Declinación Solar: 0°</li> </ul> </li> <li>• Flujo solar: 0.0013778 W/mm<sup>2</sup></li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>PARÁMETROS DE ÓRBITA</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Especificar: Altitud mínima             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Altitud mínima: 900 km</li> </ul> </li> <li>• Especificar: Excentricidad             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Excentricidad: 0.2</li> </ul> </li> <li>• Inclinação de la órbita: 65°</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Posición del satélite: Hora local en el nodo ascendente             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Hora local en el nodo ascendente: 12:00:00</li> </ul> </li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>CALCULAR POSICIONES</b></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Subdivisión de elemento: 3</li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>CALEFACCIÓN ORBITAL</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Tipo: Iluminar todos los elementos             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Órbita: Planeta: Tierra</li> <li>• Tipo de órbita: Clásica</li> </ul> </li> <li>• Período de órbita: 8623.29 s</li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>ORIENTACIÓN</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Especificar vector: Fijo             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Apuntar a: Nadir</li> </ul> </li> <li>• Especificar vector: Fijo</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Alinear con: Velocidad del vector</li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>DATOS SOLARES</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Posición del Sol: Declinación Solar             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Declinación Solar: 0°</li> </ul> </li> <li>• Flujo solar: 0.0013778 W/mm<sup>2</sup></li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>PARÁMETROS DE ÓRBITA</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Especificar: Altitud mínima             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Altitud mínima: 900 km</li> </ul> </li> <li>• Especificar: Excentricidad             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Excentricidad: 0.2</li> </ul> </li> <li>• Inclinação de la órbita: 65°</li> </ul> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Posición del satélite: Hora local en el nodo ascendente             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Hora local en el nodo ascendente: 12:00:00</li> </ul> </li> </ul> <p style="text-align: center;"><b>CALCULAR POSICIONES</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Método de intervalo angular: Número de intervalos             <ul style="list-style-type: none"> <li>• Número de intervalos: 1</li> </ul> </li> </ul>
---	--

<ul style="list-style-type: none"> <li>Método de intervalo angular: Número de intervalos             <ul style="list-style-type: none"> <li>Número de intervalos: 1</li> </ul> </li> </ul> <p>PARÁMETROS</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>Método de cálculo: Determinístico</li> <li>Subdivisión de elemento: 1</li> </ul>	<p>PARÁMETROS</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>Método de cálculo: Determinístico</li> <li>Subdivisión de elemento: 1</li> </ul>
--	---

Figuras 5a y 5b. Resolución de la aplicación de cómputo

### Documentación de los resultados

En la Tabla 2 se muestran los resultados de ambas simulaciones y se comprueba la variación porcentual entre los valores obtenidos.

Tipo de análisis		Simulación 2D		Simulación 3D		Porcentaje de variación	
		Inicial	Final	Inicial	Final	Inicial	Final
Temperatura °C (Nodal)	Min:	1.19	55.44	120.075	89.427	99.01%	38.01%
	Max:	127.95	79.11	123.167	92.449	3.74%	14.43%
Temperatura °C (Elemental)	Min:	1.19	55.44	120.075	89.427	99.01%	38.01%
	Max:	127.95	79.11	123.168	92.450	3.74%	14.43%
Carga de calor total W (Elemental)	Min:	0	0	0	0	0%	0%
	Max:	0.0077	0.0077	0.007220	0.007220	6.23%	6.23%
Flujo de calor total W/mm <sup>2</sup> (Elemental)	Min:	0.00024	0.00024	0	0	100%	100%
	Max:	0.0077	0.0077	0.000358	0.000358	95.32%	95.32%

Tabla 2. Formato de recolección de resultados

### Resultados

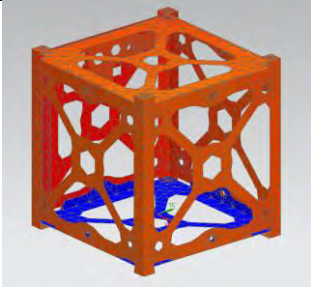
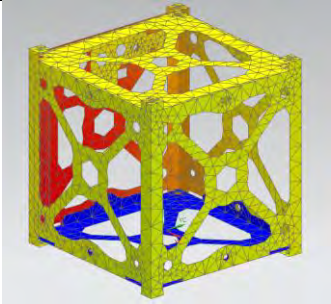
Uno de los desafíos para los proyectos CubeSat es mantener el control de la temperatura de la nave espacial, debido a la mínima capacidad calorífica del satélite y las difíciles condiciones térmicas exteriores, así que se implican grandes variaciones de temperatura sobre los componentes satelitales, lo cual conlleva una probabilidad alta de mal funcionamiento de los componentes o incluso el fallo total del satélite.

Los parámetros principales que conducen al óptimo diseño del subsistema de control térmico son:

1. el entorno donde el satélite tiene que operar,
2. la cantidad total de calor disipada de los equipos a bordo y sus ciclos de servicio,

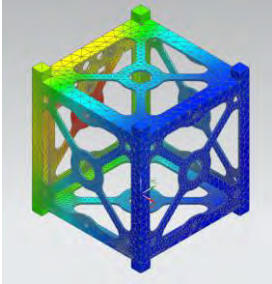
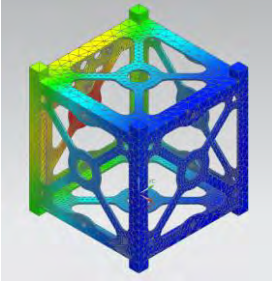
3. la distribución de la disipación térmica dentro del satélite,
4. los requisitos de la temperatura de los diferentes artículos del equipo y
5. la configuración del satélite y sus requisitos de fiabilidad/verificación.

En todos los diseños de nanosatélites, la energía entrante del sol y la radiación de calor del satélite al espacio profundo generalmente son las interacciones ambientales más importantes y dependen de la órbita del satélite y su postura, entre otros parámetros que pueden influir en el diseño del subsistema de control térmico (Elhandy, 2010).

Temperatura inicial	Temperatura final
 <p data-bbox="305 1795 656 1831">Figura 6a. Modelo CAD 2D</p> <p data-bbox="358 1856 602 1887">T max = 127.95 °C</p>	 <p data-bbox="964 1812 1315 1848">Figura 6b. Modelo CAD 2D</p> <p data-bbox="1027 1873 1252 1904">T max = 79.11 °C</p>

T min = 1.19 °C	T min = 55.44 °C
<p>Según lo observado, se puede notar que al inicio de su transición orbital (segundo 0), el satélite se encuentra irradiado en todas sus caras laterales y la cara superior, excepto la cara inferior. Esto se debe a la posición al comienzo de su recorrido en órbita.</p>	<p>Después de haber completado su ciclo orbital, las temperaturas más altas continúan predominando en las caras laterales y la superior; no obstante, se puede notar que la temperatura máxima desciende, mientras que la mínima asciende significativamente.</p>

Figuras 6a y 6b. Análisis térmico 2D

Temperatura inicial	Temperatura final
<div style="text-align: center;">  </div> <p data-bbox="305 1381 656 1415">Figura 7a. Modelo CAD 3D</p> <p data-bbox="354 1444 607 1478">T max = 123.167 °C</p> <p data-bbox="354 1503 607 1537">T min = 120.075 °C</p>	<div style="text-align: center;">  </div> <p data-bbox="964 1381 1315 1415">Figura 7b. Modelo CAD 3D</p> <p data-bbox="1013 1444 1266 1478">T max = 92.449 °C</p> <p data-bbox="1013 1503 1266 1537">T min = 89.427 °C</p>
<p>En un cuerpo con una cantidad de masa mayor, como el modelo 3D, se puede observar que la variación de temperatura en las diferentes caras del satélite es mínima y que ésta se distribuye de una forma diferente a la de un cuerpo 2D.</p>	<p>Al finalizar su transición orbital, el modelo 3D muestra temperaturas menores en comparación con el inicio de su transición; sin embargo, aún conserva una variación de temperatura pequeña entre la máxima y la mínima en comparación con el modelo 2D.</p>

## Figuras 7a y 7b. Análisis térmico 3D

### Conclusiones

Según el análisis térmico resultante de ambos modelos (2D y 3D), se observó que los cambios entre las temperaturas máxima y mínima eran significativamente variantes en el modelo 2D en comparación con el modelo 3D. Esto se debe a la cantidad de masa que contienen ambos modelos, es decir, la radiación de energía en las partes del modelo 2D se presenta con mayor facilidad y tiende a ser de cambios bruscos por su fácil transferencia de una parte a otra. En cambio, en el modelo 3D, al contener una cantidad mayor de masa, la transferencia de calor resulta menos fluida, por lo cual hay una

retención mayor de calor. Con respecto al procedimiento de análisis, la variación de los parámetros y las variables es confiable y reproducible en trabajos futuros para permitir un mejor contraste de resultados en función de requerimientos específicos cuando se necesiten lanzamientos con características particulares.

### Agradecimientos

Los autores desean agradecer a la Vicerrectoría de Investigación y Estudios de Posgrado de la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla por el financiamiento del programa *Haciendo Ciencia en la BUAP-Otoño IX, 2017*.

### Referencias

- Cal Poly. (20 de febrero de 2014). *CubeSat Design Specification Rev. 13*. Recuperado el 14 de febrero de 2018 de [cubesat.org/resources/https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds\\_rev13\\_final2.pdf](https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf)
- Candia, G. F., Cruz, G. M., Rodríguez, M. I. y Galindo, L. V. (2016). Knowledge Based Engineering System (KBES) for Mechanic Design Activities. *International Journal of Current Advanced Research*, 984-991.

- Cruise, A., Patrick, T., Bowles, J. y Goodall, C. (1988). *Principles of Space Instrument Design* (Cambridge Aerospace Series). (C. C. Press., Ed.) New York: Cambridge: Cambridge University Press. doi: doi: 10.1017/CBO9780511584503
- Elhandy, A. M. (13 de marzo de 2010). Design and analysis of a LEO micro-satellite thermal control including thermal contact conductance. 1-11. Big Sky, MT, USA: IEEE. Recuperado el 14 de febrero de 2018 de <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5446763>
- James, G., Stras, L. y Jeans, T. (2012). The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1). Recuperado el 14 de febrero de 2018 de <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1925&context=smallsat>
- Kading, B., Straub, J. y Marsh, R. (11 de marzo de 2015). Open Prototype for Educational NanoSats CubeSat Structural Design Kading. Recuperado el 14 de febrero de 2018 de [https://works.bepress.com/jeremy\\_straub/235/](https://works.bepress.com/jeremy_straub/235/)
- Nakaya, K., Konoue, K. y Sawada, H. (2003). Tokyo Tech CubeSat: CUTE-I - Design and Development of Flight Model and Future Plan. En A. R. CENTRAL (Ed.), *21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit Yokohama, Japan*. JAPAN. doi: <https://doi.org/10.2514/6.2003-2388>
- Poghosyan, A. y Golkar, A. (Enero de 2017). CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 88, 59-83. Recuperado el 14 de febrero de 2018 de <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042116300951>
- Scholz, A. (25 de abril de 2004). Compass one, phase B documentation. Germany: University of applied sciences. Recuperado el 14 de febrero de 2018 de <http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/compass-1/download/Phase%20B.pdf>
- University of Toronto. (25 de enero de 2014). *University of Toronto Institute for Aerospace Studies Space Flight Lab*. Recuperado el 14 de febrero de 2018 de [www.utias-sfl.net](http://www.utias-sfl.net): [https://www.utias-sfl.net/?page\\_id=393](https://www.utias-sfl.net/?page_id=393)